

위성 도킹 지상시험장치의 어드미턴스 제어

Admittance Control for Satellite Docking Ground Testing System

우희진¹·최영진²·원대희[†]

Heejin Woo¹, Youngjin Choi², Daehee Won[†]

Abstract: The paper presents a hardware-in-the-loop (HIL) system designed for satellite movement testing in the microgravity environment on the ground with two industrial robots. Especially, the paper deals with the contact between satellites during rendezvous and docking simulations of satellites using a robotic HILS system. For this purpose, the admittance control method plays a core role in preventing damage to the satellite or robot from contact force between satellites. The coordinate frames are transformed into the mass center of the satellite and the admittance control at the level of exponential coordinates is adopted to actively use the properties of Lie groups related to tracking errors. These methods effectively mitigate the risk of robot damage during inter-satellite contact and ensure efficient tracking performance of satellite movements.

Keywords: HILS, Admittance Control, Industrial Robots, Contact Between Satellites

1. 서론

요즘, 우주 환경에서 우주 잔해물을 처리하기 위한 연구가 빠른 속도로 진행 중이다. 특히 RvD(Rendezvous and Docking)는 우주 잔해물 제거와 우주선 수리 등 다양한 임무에 필수적인 핵심 기술로 주목받고 있다. 그러나 우주 임무를 수행하기 전에 지상에서 미소 중력 환경과 유사한 우주 환경을 구축하여 충분한 테스트를 진행하는 것이 필요하다. 이를 위해 미소 중력 환경에서 RvD를 검증하기 위한 다양한 기술이 사용되고 있다. 에어베어링^{1,2} 실험은 마찰이 없는 미소 중력 환경을 제공한다는 중요한 장점을 가지고 있지만, 작은 각도 범위에서만 작동하는 한계가 있다. 또 다른 중력 보상 시험 장치로 부력

시뮬레이터³가 우주 훈련에 널리 사용되고 있다. 그러나 부력 장치는 하드웨어 테스트에는 적합하지 않으며, 물 유도 항력이 발생하여 우주 인증 센서나 시스템을 손상시킬 우려가 있다.

따라서 미소 중력 환경에서의 위성 움직임을 구현하기 위해 위성의 무게를 고려한 대형 산업용 로봇을 활용한 HILS(Hardware-in-the-loop System) 방법^{3,4}을 채택하고 있다. HILS는 하이브리드 방법으로 수학적 모델과 하드웨어 모델을 모두 사용하여 하드웨어 시뮬레이터와 소프트웨어 시뮬레이션을 비교할 수 있는 장점을 가지고 있다. 이러한 HILS는 인공위성이 운용되는 궤도상의 미소중력 환경을 구현하기 위해 위성을 로봇의 끝단에 장착하고, 궤도역학 및 우주 동역학 시뮬레이터로 계산된 인공위성의 모션을 지상 환경(중력 환경)의 산업용 로봇을 이용하여 구현되며, 이를 이용하여 궤도상에서 위성간 랑데부/도킹, 캡처링 등 다양한 임무 시험을 수행한다. 일반적으로 지상에서 우주 환경 모사 및 위성 운용시험을 하기 위한 HILS 시스템은 다음과 같은 기능을 갖는다.

Received : Oct. 10. 2023; Revised : Nov. 20. 2023; Accepted : Jan. 3. 2024

※ This work was supported by the Institute of Civil Military Technology Cooperation funded by the Defense Acquisition Program Administration and Ministry of Trade, Industry and Energy of Korean government under grant No. UM22318RD3, South Korea

1. Master Student, Department of Electrical and Electronic Engineering, Hanyang University, Ansan, 15588, Korea (whj03319@hanyang.ac.kr)

2. Professor, Department of Electrical and Electronic Engineering, Hanyang University, Ansan, 15588, Korea (cyj@hanyang.ac.kr)

† Principal Researcher, Corresponding author: Robotics R&D Department, Korea Institute of Industrial Technology, Ansan, 15588, Korea (daehee@kitech.re.kr).

- (1) 궤도 동역학을 풀어 위성의 움직임을 산출하고, 위성을 들고 있는 로봇의 끝단 움직임으로 변환하여 로봇에 적용
- (2) 위성간 접촉 시 접촉 지점 및 접촉 힘을 산출
- (3) 접촉 지점과 접촉 힘에 접촉 동역학을 적용하여 접촉 후 위성의 움직임을 산출하고, 이를 위성을 들고 있는

로봇의 끝단 움직임으로 변환하여 로봇에 적용

- (4) 부가적으로 위성간 접촉 시 위성, 탑재체 및 로봇의 손상을 방지하기 위하여 로봇시스템에 어드미턴스 제어를 적용.

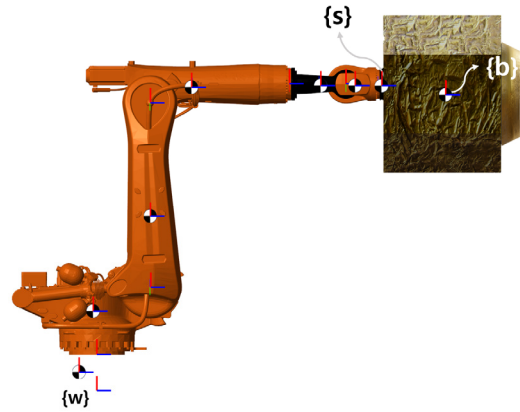
지상 시험을 수행할 경우 HILS 시스템의 시뮬레이터와 로봇 시스템이 이상적으로 실시간성을 가지며 동기 되지 않기 때문에 도킹, 캡처링 등 우주환경에서 2개 물체간 접촉이 일어나는 경우 시험 대상인 인공위성, 탑재체와 로봇 등에 손상이 발생하게 된다. 이를 방지하기 위해 로봇과 위성의 연결부분에 힘/토크 센서를 장착하여 타물체 혹은 타 인공위성과의 접촉 시 생길 수 있는 인공위성, 탑재체, HILS 시스템의 로봇 등의 손상을 방지하기 위해 힘 제어가 필요하며, 이는 접촉 순간에는 시뮬레이터와 독립적으로 동작해야 한다. 이러한 손상 방지를 위한 힘 제어는 로봇에 임피던스 제어를 적용하면 쉽게 구현될 수 있다. 그러나, 로봇에 장착될 시험 대상 위성 및 탑재체의 무게가 100 kg 이상이기 때문에 큰 가반하중을 가지며 토크 제어가 가능한 로봇 시스템이 필요하나 일반적인 산업용 로봇시스템은 안전 등의 이유로 이를 지원하지 않기 때문에 속도제어를 지원하는 가반하중이 큰 산업용 로봇^[5]을 사용하며, 로봇은 속도 제어를 사용하기 때문에 힘/모멘트를 속도/위치로 변환해 주는 어드미턴스 모델과 제어기가 요구된다. 어드미턴스 제어를 통해 로봇의 접촉 안정성을 확보하는 것이 본 논문의 주된 목표이다.

본 논문에서는 로봇의 위치와 회전을 표현하기 위하여 4x4 행렬인 Homogeneous Transformation(HT)을 사용하는데, 이를 직접적으로 사용하지 않고, 목표 HT와 실제 로봇의 HT로부터 얻어지는 상대변환(relative transformation)에서 오차(error)에 상응하는 지수좌표(exponential coordinates)를 사용하여 어드미턴스 제어를 설계한다. 이는 로봇 끝단의 회전각을 오일러각(Euler angle)로 변환하는 과정이 필요 없는 장점이 있다. 본 논문의 주요 내용과 구성은 다음과 같다. 2장에서 산업용 로봇과 위성을 결합한 기구학 모델과 힘/모멘트 센서 모델을 소개한다. 3장에서 어드미턴스 제어 방법을 소개하고 4장에서 시뮬레이션을 통해 오차를 나타내는 지수 좌표계에 따른 결과를 분석하고, 어드미턴스 제어를 사용하면서 목표 힘과 모멘트를 모두 포함하는 6차원 wrench 값을 비교하여 검증한다. 마지막으로 5장에서는 결론을 서술한다.

2. 산업용 로봇과 위성 모델링

2.1 로봇 좌표계

본 연구를 위해서 HILS에 채택된 산업용 로봇은 KUKA



[Fig. 1] KUKA kr250 r2700 model and the satellite model given as hexapod shape, where the end-effector frame of the Kuka robot equipped with F/T sensor is denoted as $\{s\}$ while the satellite frame is denoted by $\{b\}$

kr250 r2700 모델이다. 먼저 위성 동작 구현을 위해서 위성에 설정된 좌표계에서 동작을 정의한다. 로봇 끝단에 힘/토크(F/T) 센서를 부착하고 좌표계 $\{s\}$ 를, 위성의 무게중심에 좌표계 $\{b\}$ 를 [Fig. 1]에서 제시된 것처럼 표시한다. 이 두 좌표계를 표기하기 위한 참조 좌표계(reference frame)로는 고정 좌표계 $\{w\}$ 를 활용한다. 고정 좌표계에서부터 로봇 끝단에 부착된 F/T센서까지의 변환 행렬식^[6]은 식 (1)과 같이 표현된다.

$$T_{ws} = \begin{bmatrix} R_{ws} & p_{ws} \\ 0_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} = e^{[S_1]\theta_1} \dots e^{[S_6]\theta_6} M_{ws} \quad (1)$$

여기서 $M_{ws} \in SE(3)$ 는 고정 좌표계로부터 F/T센서까지 zero-configuration HT, $S_i \in R^6$ 는 각 관절 별 스크류 축(screw axis), $R_{ws} \in SO(3)$ 로 고정 좌표계로부터 F/T센서까지 회전 행렬, $p_{ws} \in R^3$ 는 고정 좌표계로부터 F/T센서까지 위치 벡터를 의미한다.

또한, F/T센서로부터 위성 무게중심까지의 변환 행렬은 식 (2)과 같이 표현되며 상수 행렬이다.

$$T_{sb} = \begin{bmatrix} R_{sb} & p_{sb} \\ 0_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \in SE(3) \quad (2)$$

여기서 $R_{sb} \in SO(3)$ 로 F/T센서로부터 위성까지 회전행렬, $p_{sb} \in R^3$ 는 F/T센서로부터 위성까지 위치벡터를 의미하며 모두 상수이다.

2.2 Contact Wrench

우주 환경에서 위성 사이의 접촉 시 생성되는 6차원 접촉

wrench로 인해 위성들의 움직임은 변하는데, 이를 구현하기 위해서는 접촉 wrench 및 접촉점을 산출하여 접촉 동역학(contact dynamics)를 계산하고 접촉 후의 위성의 동작을 생성하여 이를 로봇의 끝단의 움직임으로 인가하여야 한다. 이를 위해 지상 실험장치 전체 위성에 F/T센서를 부착하는 것이 어렵다. 그래서 본 논문에서는 F/T센서를 산업용 로봇의 끝단에 부착하였고, 여기에서 힘과 모멘트를 측정한다. 즉 접촉지점이 아닌 F/T센서 좌표계 $\{s\}$ 에서 힘과 모멘트를 측정한다. 그러나 F/T센서에서 측정된 힘과 모멘트는 위성의 중력에 기인한 wrench가 함께 나타난다. 이러한 이유로, F/T센서로부터 얻은 데이터를 위성의 무게중심 좌표계인 $\{b\}$ 로 변환하고, F/T센서로부터 측정되는 위성 자체의 중력 wrench인 $F_{b,g}$ 를 제거해 주어야 한다. 이를 위한 표현식은 다음 식 (3)과 같다.

$$F_b = [Ad_{T_{sb}}]^T F_s - F_{b,g} \quad (3)$$

$$F_{b,g} = \begin{bmatrix} R_{ws} R_{sb} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & R_{ws} R_{sb} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mass \times (-9.8) \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix}$$

여기서, F_s 는 F/T센서에서 측정되는 wrench, $F_{b,g}$ 는 $\{b\}$ 좌표계에서 표현되는 위성 질량(mass)에 기인한 중력 wrench이며, F_b 는 $\{b\}$ 좌표계에서 표현되는 중력 wrench를 제거한 순수한 contact wrench이다. 또한 $Ad_{T_{sb}} \in R^{6 \times 6}$ 는 $\{s\}$ 좌표계에서 $\{b\}$ 좌표계로 변환시켜주는 변환 행렬이며 식 (4)와 같이 표현된다.

$$Ad_{T_{sb}} = \begin{bmatrix} R_{sb} & [p_{sb}] & R_{sb} \\ 0_{3 \times 3} & & R_{sb} \end{bmatrix} \quad (4)$$

F/T센서는 센서 특성상 노이즈가 포함되어 있으므로, 이를 줄이기 위한 저주파통과필터의 기능을 가지는 칼만 필터가 설계/적용되었다.

3. 어드미턴스 제어

일반적으로 어드미턴스(admittance control)은 로봇 끝단의 위치/방향각을 가지고 설계하는데 이를 구현하는 과정에서 Euler 각을 사용한다. 이때 표현 특이점(representation singularity) 현상이 나타나는데, 본 논문에서는 이런 문제를 포함하지 않는 지수좌표(exponential coordinate)를 사용하여 어드미턴스 제어 알고리즘을 개발한다. 다시 말해서 목표 HT와 로봇 끝단에 장착된 위성의 실제 HT로부터 얻어지는 상대변환(relative transformation)을 산출하고, 이에 행렬 로그함수(matrix logarithm)를 적용하여 6차원 추적 오차(tracking error)에 상응하는

지수좌표(exponential coordinate)를 추출하고 이를 이용하여 어드미턴스 제어 알고리즘을 설계한다.

3.1 지수 좌표계를 사용한 추적 오차 정의

먼저, 목표 HT T^{des} 와 위성의 실제 HT T_{wb} 사이의 상대변환행렬 $\tilde{T} \in SE(3)$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\tilde{T} = T_{wb}^{-1} T^{des} \quad (5)$$

여기서 $T_{wb} = T_{ws} T_{sb}$ 이며, T_{ws}, T_{sb} 는 식(1)과 (2)을 사용한다. $T^{des} \in SE(3)$ 는 원하는 위성 목표(desired) HT로서 목표 회전행렬과 목표 위치벡터를 포함한 행렬이다. 6차원 추적 오차(tracking error)를 산출하기 위하여 \tilde{T} 에 행렬로그함수(matrix logarithm)를 적용하여 지수좌표(exponential coordinate)를 산출한다.

$$\tilde{T} = \exp(\lambda)$$

$$[\lambda] = \begin{bmatrix} 0 & -\xi_z & \xi_y & \eta_x \\ \xi_z & 0 & -\xi_x & \eta_y \\ -\xi_y & \xi_x & 0 & \eta_z \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \log \tilde{T} \quad (6)$$

위의 식(8)을 이용하여 지수좌표(exponential coordinate) $\lambda = [\eta_x, \eta_y, \eta_z, \xi_x, \xi_y, \xi_z]^T \in R^6$ 를 얻을 수 있다. 4×4 행렬 $[\lambda] \in se(3)$ 는 리 대수(Lie algebra)이며, $[\cdot]$ 은 R^6 의 벡터와 리 대수 $se(3)$ 사이의 관계를 1:1로 연결시키는 연산자이다. $\xi = [\xi_x, \xi_y, \xi_z]^T \in R^3$ 는 회전 지수좌표 3차원 벡터이며, $\eta = [\eta_x, \eta_y, \eta_z]^T \in R^3$ 는 선형 지수좌표의 3차원 벡터이다. 또한 상대변환행렬 \tilde{T} 을 사용하여 상대 트위스트(relative twist)를 얻는 방법은 2가지가 있는데, right multiplication을 사용하여 얻어지는 상대 트위스트는 $\{w\}$ 좌표계에서의 표현되는 6차원 속도이며, left multiplication을 사용하여 얻어지는 twist는 $\{b\}$ 좌표계에서 얻어진 속도이다. 우리는 모든 표현을 인공 위성의 무게중심 좌표계 $\{b\}$ 로 표현하기 위하여 left multiplication을 이용하여 상대 트위스트(relative twist) $\tilde{V} \in R^6$ 를 다음과 같이 얻는다.

$$[\tilde{V}] = \tilde{T}^{-1} \dot{\tilde{T}}$$

$$= T^{des^{-1}} T_{wb} (\dot{T}_{wb}^{-1} T^{des} + T_{wb}^{-1} \dot{T}^{des})$$

$$= T^{des^{-1}} T_{wb} (-T_{wb}^{-1} \dot{T}_{wb} T_{wb}^{-1} T^{des} + T_{wb}^{-1} \dot{T}^{des})$$

$$= -T^{des^{-1}} T_{wb} (T_{wb}^{-1} \dot{T}_{wb}) T_{wb}^{-1} T^{des} + T^{des^{-1}} \dot{T}^{des}$$

$$= [V^{des}] - \tilde{T}^{-1} [V] \tilde{T}$$

여기서 $[V^{des}] = T^{des^{-1}}\dot{T}^{des}$, $[V] = T_{wb}^{-1}\dot{T}_{wb}$ 이다. 위의 4x4 행렬 식 (7)를 6차원 속도 벡터식으로 변환하기 위해서 Adjoint transformation 수식 (4)를 이용하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\tilde{V} = V^{des} - Ad_{\tilde{T}}^{-1}V \quad (8)$$

여기서 $V^{des} \in R^6$ 는 원하는 위성의 목표 트위스트 6차원 속도 벡터이고, $V \in R^6$ 는 현재 위성의 트위스트 6차원 속도 벡터이다. 또한 상대 트위스트로부터 지수좌표 속도오차로의 변환관계를 찾아야 한다. 이는 지수함수의 미분을 취하여 얻을 수 있다. 이를 differential of exponential map이라 부르며, $dexp$ 로 나타낸다. 이는 참고문헌^[7]에서 찾을 수 있다. 따라서 상대 트위스트로부터 지수좌표 속도오차($\lambda \in R^6$)로의 변환 과정은 식 (9)과 같이 얻어진다.

$$\dot{\lambda} = dexp_{-\lambda}^{-1}\tilde{V} \quad (9)$$

여기서 $dexp_{-\lambda}^{-1} \in R^{6 \times 6}$ 는 상대 트위스트와 지수좌표 속도 오차 사이의 선형 변환을 나타내는 행렬이다.

다른 한편으로 위성 사이의 RvD 작업 구현을 위해서는 위성에서 목표 wrench(힘/모멘트)를 구현해야 하는데, 이를 위해서 실제 wrench와의 차이인 wrench 오차를 다음 식 (10)과 같이 정의한다.

$$\tilde{F} = 0.5(F^{des} - Ad_T^T F_b) \quad (10)$$

여기서 $F^{des}(t) \in R^6$ 로 원하는 목표 힘/모멘트를 포함하는 wrench이다. 또한 0.5가 붙은 이유는 power conservation에서 유도된다.

3.2 어드미턴스 제어 모델의 지수 좌표계 변환

힘 제어 모델을 관성 행렬 $A \in R^{6 \times 6}$ 과 감쇠 행렬 $B \in R^{6 \times 6}$ 을 사용하여 설계할 경우 식 (11)과 같이 설계할 수 있다.

$$\tilde{F} = A\dot{\tilde{V}} + B\tilde{V} \quad (11)$$

여기서 $\dot{\tilde{V}} \in R^6$ 는 상대 트위스트의 시간에 대한 미분으로, 상대 트위스트의 시간변화율을 나타낸다. 따라서 다음 힘 제어 모델을 구현하기 위해서는 $\dot{\tilde{V}}$ 을 산출해야 하는데, 이를 위해서는 상대 트위스트 \tilde{T} 를 수치 미분을 해야 하며, 이 경우 원하는 노이즈들이 추가될 수 있다. 이러한 이유로 식 (11)를 한번 적분하여 다음 식 (12)과 같이 차수를 낮추어 힘 제어

모델을 재설계한다.

$$\int \tilde{F} = D\tilde{V} + K\lambda \quad (12)$$

여기서 힘 제어 모델은 스프링-댐퍼 모델인 감쇠 행렬 $D \in R^{6 \times 6}$ 와 강성 행렬 $K \in R^{6 \times 6}$ 을 사용한다고 가정한다.

식 (12)를 지수좌표계로 표현하기 위해 상대 트위스트를 식 (9)를 이용하여 지수좌표 속도오차로 변환하여 다음 식으로 표현한다.

$$\int \tilde{F} = Ddexp_{-\lambda}\dot{\lambda} + K\lambda \quad (13)$$

산업용 로봇은 속도제어 입력을 사용하므로 어드미턴스 제어 입력을 속도항에 인가하고 reference 속도제어 입력이라 표기한다.

$$\dot{\lambda}^{ref} = -K_p\lambda + K_v \int \tilde{F} \quad (14)$$

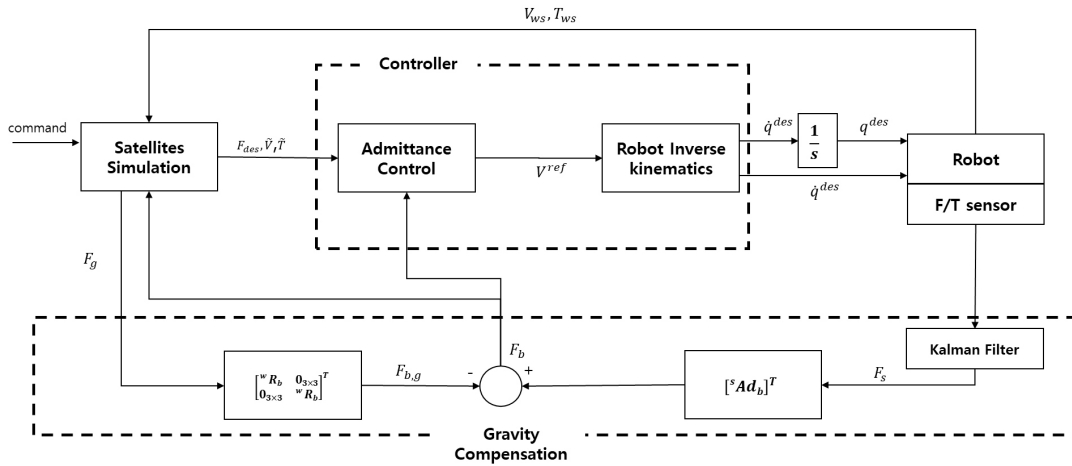
여기서 이득 행렬들은 다음과 같이 표현된다.

$$K_p = dexp_{-\lambda}^{-1}D^{-1}Kdexp_{-\lambda}, \\ K_v = dexp_{-\lambda}^{-1}D^{-1}$$

또한 $\dot{\lambda}^{ref} \in R^6$ 는 지수 좌표계에서의 참조(reference) 속도를 나타내는 6차원 벡터이며, $K_p, K_v \in R^{6 \times 6}$ 는 지수 좌표계에서 참조 속도를 생성하기 위한 이득 행렬이다. 여기서 $dexp_{-\lambda}\lambda = \lambda$ 라는 성질을 이용하여 K_p 를 정의한다. 식 (14) 중 $K_p\lambda$ 는 추적 오차에 비례하여 로봇을 목표 위치로 이동시키기 위한 지수 좌표 속도 제어 입력을 생성한다. $K_v \int \tilde{F}$ 는 wrench 오차의 적분에 비례하여 발생하는 지수 좌표 속도 제어 입력 생성하여, 힘의 변화에 민감하게 반응한다. 따라서 추적 오차와 비교하여 wrench 오차가 클 경우 로봇은 wrench 오차를 줄일 것이며, 추적 오차와 비교하여 wrench의 오차가 작을 경우 로봇은 추적 오차를 안정화 하려고 할 것이다. 이는 wrench 오차와 지수 좌표계의 추적오차 사이의 trade-off를 조절하여 산업용 로봇이 원하는 작업을 수행할 수 있도록 하고, 외부환경과 상호 작용할 수 있다는 장점을 가진다.

얻어진 어드미턴스 제어입력 (14)를 다시 식 (8)과 (9)를 이용하여 reference 트위스트로 다음과 같이 변환한다.

$$dexp_{-\lambda}\dot{\lambda}^{ref} = V^{des} - Ad_{\tilde{T}}^{-1}V^{ref} \quad (15) \\ V^{ref} = Ad_{\tilde{T}}(V^{des} - dexp_{-\lambda}\dot{\lambda}^{ref})$$



[Fig. 2] Entire block diagram for realization of admittance control

Reference 트위스트를 로봇의 속도 역기구학을 이용하여 목표 관절속도로 변환한다. 이 때 속도기구학을 사용해서 생성되는 수치 오차를 보상하기 위하여 closed-loop inverse kinematics(CLIK)를 이용한다.

$$\begin{aligned} \dot{q}^{des} &= J^{-1}(q)[V^{ref} + K(p_d - f(q))] \\ q^{des} &= q^{prev} + \dot{q}^{des} \Delta t \end{aligned} \quad (16)$$

여기서 $J^{-1}(q)$ 는 $J(q)$ 의 역행렬이다. $f(q)$ 는 정기구학을 나타내며, K 는 CLIK의 비례이득 행렬, p_d 목표 위치를 의미한다. $\dot{q}^{des}, q^{des} \in R^6$ 은 위성을 들고 있는 산업용 로봇의 각 관절별 각도 입력과 각속도 입력을 나타내며, $q \in R^6$ 실제 로봇 관절각을 나타내며, $q^{prev} \in R^6$ 이전 시간에 대한 로봇 관절각을 나타낸다.

[Fig. 2]는 본 논문에서 제안하는 어드미턴스 제어의 블록 다이어그램을 보여준다. 위성간 접촉이 없을 때는 어드미턴스 제어 모델 식 (14)에서 \tilde{F} 가 0이 되어 지수좌표에 대한 PD제어가 구현되며, 위성간 접촉이 있을 때는 어드미턴스 힘 제어 모델 식 (14)가 구현된다.

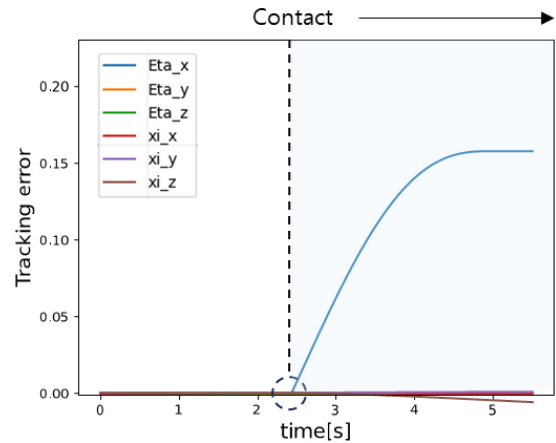
4. 실험 및 결과

본 논문에서는 제안한 어드미턴스 제어 모델 식(14)의 거동을 시뮬레이션을 통해 확인하고, 이러한 확인 결과를 그래프로 나타내어 검증한다. 시뮬레이션을 위해 동역학 물리 엔진인 pybullet을 기반으로 로봇 KUKA kr250 r2700 로봇과 1 kg 육각기둥 모양으로 가정된 위성 모델링을 바탕으로 URDF를 구성하였다. F/T센서는 URDF로봇의 끝단에 부착되었다. F/T

센서에서 측정되는 wrench는 앞 절에서 제시되었듯이 위성의 무게중심 좌표계로 변환된다.

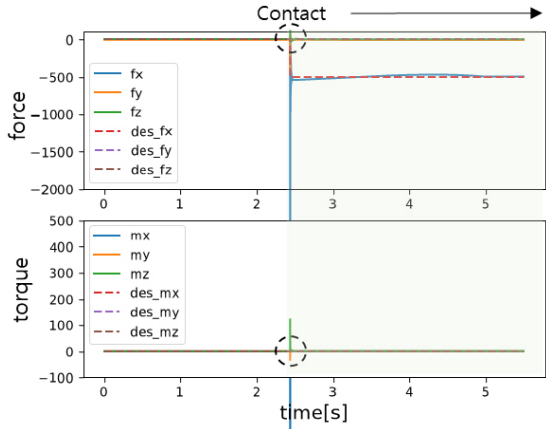
4.1 어드미턴스 제어 모델 검증

시뮬레이션을 통한 실험한 결과는 [Fig. 3]과 [Fig. 4]과 같으며, 시뮬레이션 조건은 위성에 x -방향으로 500 N의 힘을 인가하기를 원한다고 가정하였다. 다시 말해서 목표 wrench인 $F^{des} = [-500, 0, 0, 0, 0, 0]$ 로 설정하였다. 실험은 5.5 초간 진행되었으며 2.8 초에 위성간 접촉이 발생한다. [Fig. 3]은 추적오차를 지수좌표로 표현한 결과이며, 그래프에서 xi는 $\xi = [\xi_x, \xi_y, \xi_z]^T$ 로 회전 지수좌표를, Eta는 $\eta = [\eta_x, \eta_y, \eta_z]^T$ 로 선형 지수 좌표를 x, y, z 축으로 나타낸 것이다. [Fig. 4]는 각wrench에 해당하는 힘3차원 벡터($f = [f_x, f_y, f_z]^T$)와 모멘트3차원 벡터($\tau = [\tau_x, \tau_y, \tau_z]^T$)에 대한 측정 wrench와 목표 wrench를 비교한 그래프이다.

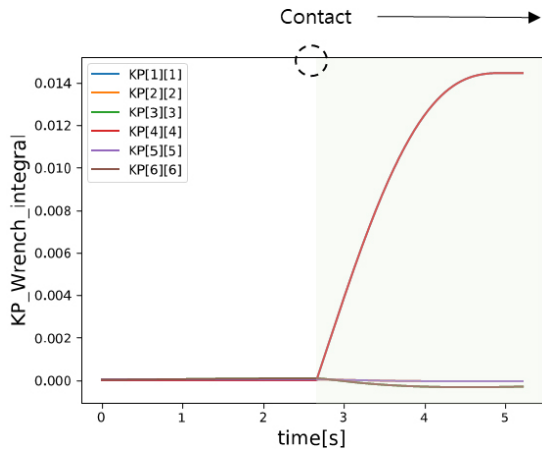


[Fig. 3] Exponential coordinates (tracking errors) calculated from the relative transformation and relative twist

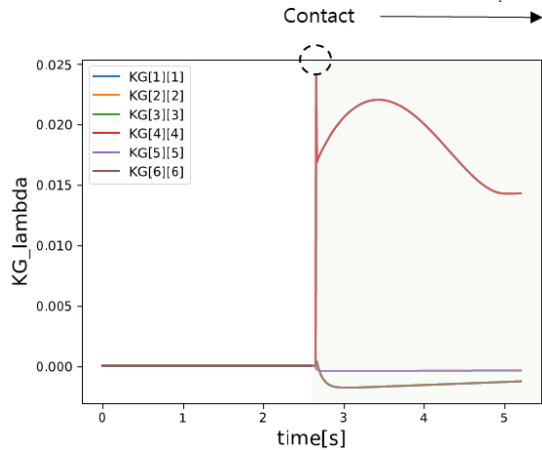
[Fig. 4] 에서 보이듯이 제시된 식 (14)의 어드미턴스 제어 모델이 x -방향 500 N의 접촉 힘을 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다.



[Fig. 4] Desired wrench and measuring wrench (wrench error) when admittance control is applied to industrial robots



(a) Exponential coordinate system gain matrix, $K_p \lambda$



(b) Exponential coordinate system gain matrix, $K_v \int \tilde{F}$

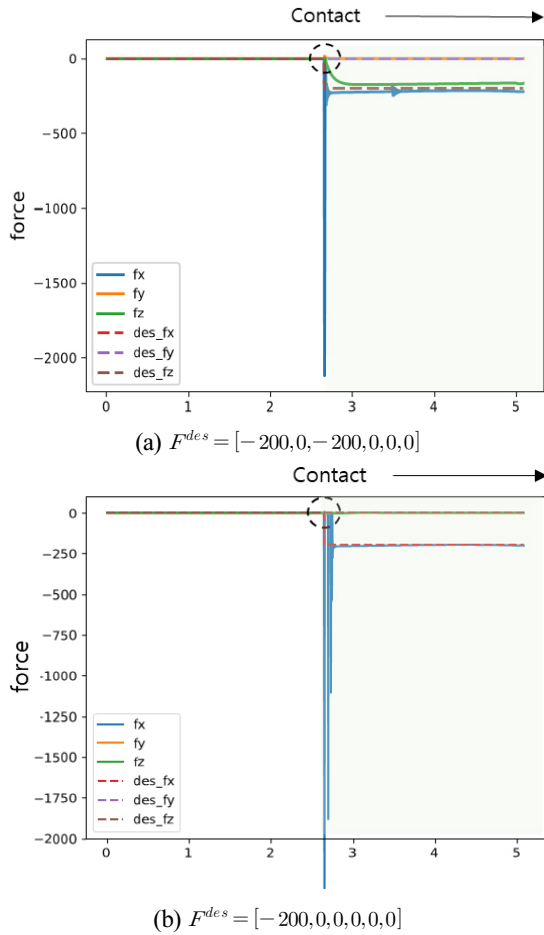
[Fig. 5] The gain matrix shown in the exponential coordinate system when the admittance control is applied to the industrial robot according to the desired force

[Fig. 3]와 [Fig. 4]의 시뮬레이션을 위하여 사용된 어드미턴스 제어 모델의 감쇠이득 및 강성이득 행렬은 $D = 300 \times \text{diag}(1,1,1,1,1,1)$, $K = 200 \times \text{diag}(1,1,1,1,1,1)$ 로 설정하였다. [Fig. 4]를 통해 어드미턴스 제어의 힘 추종이 잘 되는 것을 확인하였지만, [Fig. 3]에서는 추적 오차가 계속해서 누적되다가 경로 생성이 중지될 때 오차가 안정화되는 것을 확인할 수 있었다. 이때 지수 좌표계 이득 행렬은 [Fig. 5(a)], [Fig. 5(b)]와 같다. [Fig. 5(a)]는 식 (14)에서 $K_p \lambda$ 를 나타내는 그래프이며 추적 오차의 결과를 보여준다. [Fig. 5(b)]는 식 (14)에서 $K_v \int \tilde{F}$ 에 대한 그래프로, wrench 오차의 누적에 상응하는 결과를 나타낸다. Wrench의 오차가 추적 오차에 비해 상대적으로 크기 때문에 힘 제어 작업이 주로 이루어진다. 따라서 [Fig. 5(a)]는 힘 제어는 주로 wrench 오차를 줄이는데 중점을 두고 있어, 추적 오차가 증가하는 결과를 보이고, [Fig. 5(b)]는 힘의 누적 오차가 증가함에 따라 민감하게 그의 오차를 줄이는 것을 확인할 수 있다. 자연스러운 결과로서 동일한 방향으로의 힘제어와 위치 제어는 서로 병립할 수 없기 때문이다.

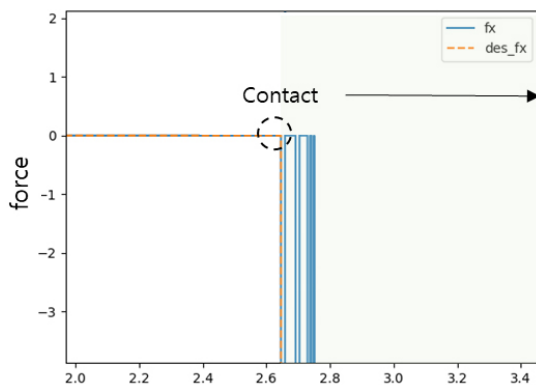
4.2 어드미턴스 제어기 성능 검증

제안된 어드미턴스 제어 모델의 성능을 검증하기 위하여 목표 wrench와 감쇠이득 및 강성이득 행렬을 변경하여 다시 실험을 진행하였다. [Fig. 6(a)]는 목표 wrench인 $F^{des} = [-200, 0, -200, 0, 0, 0]$ 으로, 감쇠이득 및 강성이득 행렬은 각각 $D = 300 \times \text{diag}(1,1,1,1,1,1)$, $K = 700 \times \text{diag}(1,1,1,1,1,1)$ 설정한 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 이때 결과는 힘 3차원 벡터 ($f = [f_x, f_y, f_z]^T$)를 보여준다. 접촉이 발생하고, 어드미턴스 제어를 통해 안정화되어 위성들이 서로 붙어 있으나 서로 힘을 인가하지 않고 있는 것을 확인할 수 있다. [Fig. 6(b)]는 실험 4.1과 동일한 감쇠 이득 및 감성이득을 사용하였고, 목표 wrench는 $F^{des} = [-200, 0, 0, 0, 0, 0]$ 로 설정하여 나온 시뮬레이션 결과이다. 이를 통해 제안된 어드미턴스 제어 모델은 힘 제어를 잘 수행할 수 있다는 것을 확인하였다. [Fig. 7]은 [Fig. 6(b)]의 결과에서 접촉 순간을 확대한 것으로, 접촉 현상이 불연속적으로 일어나고 있는 것을 확인할 수 있다. 초기 접촉 직후 위성들은 서로 반발력으로 멀어졌다가 다시 접촉을 하고, 다시 멀어졌다가를 반복한 후 안정적인 접촉이 이루어짐을 확인할 수 있다. [Fig. 6(b)]에서 보이듯이 정상상태에 도달할 수록 wrench 오차는 0으로 수렴한다.

제안된 어드미턴스 스프링-댐퍼 모델을 통해 로봇의 끝단에 가해지는 외부 힘과 모멘트에 따라 로봇의 움직임을 제어할 수 있다. 이로 인해 목표 wrench를 적절하게 설계하면 로봇이 외부 힘에 민감하게 반응하는 것을 줄일 수 있고, 로봇의 움



[Fig. 6] Desired force and measured force (force error) when applying admittance control according to the desired force for the industrial robot



[Fig. 7] Magnifying the transient period after contact of [Fig. 6(b)]

직임이 부드럽고 안정적으로 보이게 된다. 그러나 목표 wrench가 너무 큰 경우 로봇 시스템에 과도한 응답을 가져올 수 있어서, 로봇과 주변 환경에 미치는 영향을 신중하게 고려가 필요하다.

5. 결론

본 논문에서 산업용 로봇을 사용하여 구성된 HILS 시스템^[8]에 대한 동역학 시뮬레이션을 수행하여 제안된 어드미턴스 제어 모델의 유효성을 검증하였다.

이 논문의 주요 특징 중 하나는 트위스트(V)와 지수 좌표의 속도 오차(λ) 사이 관계를 정의하는 데 있다. 이 관계는 마치 Jacobian 행렬과 유사하게 d_{exp} 함수를 통해 설명될 수 있다. 이에 따라, 변환 행렬과 트위스트 사이의 관계를 지수 함수(exp)와 지수 미분 함수(d_{exp})를 활용하여 매핑하고, 이를 토대로 어드미턴스 제어를 설계하는 것이 가능하다.

이에 따라 본 논문은 지수 좌표계를 활용하여 추적 오차를 정의하였으며, 지수 좌표를 이용하여 어드미턴스 제어 모델을 제안하고, 이를 구현하는 방법을 제시하였다. 지수 좌표를 사용하면 표현 특이점(representation singularity) 현상이 없는 장점이 있다. 제안된 어드미턴스 제어 모델은 힘 추종 성능이 우수하다는 것을 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 실제 위성 간의 접촉 상황에서는 어드미턴스 제어 모델의 이득 행렬 설정이 매우 중요하다. 현재의 시뮬레이션은 마찰 등을 고려하지 않아 우수한 힘 제어 성능을 보인 것으로 생각되며, 실제 접촉 시 마찰 등의 unmodeled dynamics를 고려한다면 힘 제어 성능이 저하될 수 있을 것으로 예상된다. 추후에는 보다 실제 상황과 유사한 시뮬레이션 환경 구현하여 보다 정밀한 어드미턴스 제어 모델 설계가 필요하다.

References

- [1] K. E. Glover, "Development of a large support surface for an air-bearing type zero-gravity simulator," no. *NASA Technical Memorandum X-72780*, 1976, [Online], <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19760019162/downloads/19760019162.pdf>.
- [2] W. Xu, B. Liang, and Y. Xu, "Survey of modeling, planning, and ground verification of space robotic systems," *Acta Astronautica*, vol. 68, no. 11-12, pp. 1629-1649, Jun.-Jul., 2011, DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.12.004.
- [3] O. Ma, A. F. Abad, and T. Boge, "Using industrial robots for hardware-in-the-loop simulation of spacecraft rendezvous and docking," *Acta Astronautica*, vol. 81, no. 1, pp. 335-347, Dec., 2012, DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.08.003.
- [4] L. S. Rao, P. S. Rao, I. M. Chhabra, and L. S. Kumar, "Modeling and Compensation of Time-Delay Effects in HILS of Aerospace Systems," *IETE Technical Review*, vol. 39, no. 2, pp. 375-388, Dec., 2020, DOI: 10.1080/02564602.2020.1862713.
- [5] T. Boge, H. Frei, and T. Tzschichholz, "Hardware-in-the-loop rendezvous simulation using a vision based sensor," *International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, 2011, [Online], <https://elib.dlr.de/74406/>.

- [6] A. Mueller, "Modern Robotics: Mechanics, Planning, and Control [Bookshelf]," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 39, no. 6, pp. 100-102, Dec., 2019, DOI: 10.1109/MCS.2019.2937265.
- [7] A. Iserles, H. Z. Munthe-Kaas, S. P. Norsett, and A. Zanna, "Lie-group methods," *Acta Numerica*, vol. 9, pp. 215-365, Jan., 2000, DOI: 10.1017/S0962492900002154.
- [8] F. Gao, C. Qi, A. Ren, X. Zhao, R. Cao, Q. Sun, Q. Wang, Y. Hu, J. He, Z. Jin, R. Liu, Y. Zhang, W. Guo, Z. Hu, P. Tang, B. Ni, Q. Jing, W. Wang, and P. Gao, "Hardware-in-the-loop simulation for the contact dynamic process of flying objects in space," *Science China Technological Sciences*, vol. 59, pp. 1167-1175, Jul., 2016, DOI: 10.1007/s11431-016-6075-5.



우 희 진

2022 한양대학교 ERICA 전자공학부(학사)
2022~현재 한양대학교 전자공학과(석사과정)

관심분야: 로봇제어, 로봇 시스템



최 영 진

2002 POSTECH 기계공학과(공학박사)
2002~2005 KIST 지능로봇연구센터 선임 연구원
2005~현재 한양대학교 ERICA 로봇공학과 (대학원 전자공학과) 교수

관심분야: 로봇제어, 우주로보틱스



원 대 희

2015 한양대학교 전기공학과(공학박사)
2005~2006 산업자원부 로봇산업팀
2003~현재 KITECH 로봇연구부문 수석연구원

관심분야: 로봇제어, 우주로보틱스